

文章编号: 1674-8190(2023)03-041-09

变弯度后缘与常规舵面机翼的颤振主动抑制对比

杨永健, 宋晨, 张桢锴, 杨超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘要: 后缘变弯度机翼的气动弹性建模与稳定性分析日益受到关注。为了探究变弯度后缘相比常规偏转舵面机翼颤振主动抑制的方法与特点, 以一个小展弦比后缘变弯度机翼为对象, 首先建立结构有限元模型, 并引入变弯度后缘变形模态和常规舵面偏转模态, 采用亚声速偶极子格网法计算非定常气动力; 然后采用基于最小状态法的有理函数拟合进行频域到时域模型的转换, 建立两种构型机翼的气动弹性模型; 最后利用线性高斯二次型(LQG)法设计控制律进行颤振主动抑制, 分析对比两种控制方式的特性差异。结果表明: 采用变弯度后缘的闭环系统能够将颤振临界速度提高 22%, 其提升效果优于常规舵面, 所需舵面偏转峰值更小。

关键词: 变弯度后缘; 常规偏转舵面; 气动弹性; 颤振主动抑制; 线性高斯二次型法

中图分类号: V215.3⁺4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.03.04

Comparison of morphing trailing edges and conventional control surfaces for active flutter suppression

YANG Yongjian, SONG Chen, ZHANG Zhenkai, YANG Chao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Aeroelastic modelling and stability analysis of wing with morphing trailing edge have attracted more and more attention. In order to explore the methods and characteristics between active flutter suppression of wings with morphing trailing edge and conventional control surface, a small aspect ratio wing with morphing trailing edge is taken as the object to research. Firstly, a structural finite element model is established, and the deformation modes of morphing trailing edge and conventional control surface are introduced to calculate the unsteady aerodynamic forces by employing subsonic doublet lattice method. Then, the rational function fitting based on minimum-state method is used to transform the frequency-domain model to time-domain model, and the aeroelastic models of two configuration wings are established. Finally, a linear quadratic Gaussian (LQG) method is used to design the control law to perform the active flutter suppression, and the property difference of two control modes are analyzed. The results show that the wing with morphing trailing edge can increase the critical speed of flutter by 22%, the control effect is better than conventional control surface, and the required deflection angle is smaller.

Key words: morphing trailing edges; conventional control surfaces; aeroelasticity; active flutter suppression; linear quadratic Gaussian method

收稿日期: 2022-06-27; 修回日期: 2022-07-28

基金项目: 国家自然科学基金(11402013)

通信作者: 宋晨, songchen@buaa.edu.cn

引用格式: 杨永健, 宋晨, 张桢锴, 等. 变弯度后缘与常规舵面机翼的颤振主动抑制对比[J]. 航空工程进展, 2023, 14(3): 41-49, 60.

YANG Yongjian, SONG Chen, ZHANG Zhenkai, et al. Comparison of morphing trailing edges and conventional control surfaces for active flutter suppression[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(3): 41-49, 60. (in Chinese)

0 引言

变体飞行器(Morphing Aircraft)能够在飞行过程中不断调整几何形状,提升飞行性能、控制权限和多任务能力^[1],被认为是最有可能带来航空航天技术变革,产生颠覆性影响的领域之一,受到国内外研究者的广泛关注^[2-3]。后缘变弯度机翼是变体飞行器研究的方向之一,变弯度后缘通过智能机构或材料驱动,可以连续、光滑、无缝隙地偏转机翼后缘,达到连续改变翼型弯度的目的。这种变形形式可以作为飞行控制面,取代传统的襟翼、副翼。相比于传统离散控制面,变弯度后缘具有减小空气阻力、提高升阻比的能力^[4]。

作为一种变体技术,要达到预期的变形,变弯度后缘需要具备轻质、柔性结构,但这可能会对气动弹性稳定性带来不利影响。尽管研究者针对颤振主动抑制(Active Flutter Suppression,简称AFS)技术进行了大量研究^[5],但是这些研究很少涉及后缘变弯度机翼。因此,有必要对后缘变弯度机翼的颤振特性进行深入探讨。

二维翼段由于其模型简单,分析工具便捷,被广泛用于考虑变弯度特性的气动弹性特性研究。大多数的变弯度变形由抛物线^[6-7]或多项式^[8]描述,也有采用欧拉悬臂梁来模拟变弯度后缘的动力学特性^[9]。J. Murua等^[6]研究了弯度效应对柔顺翼型颤振特性的影响,在二自由度二维翼段模型中增加了翼型弯度变化自由度,结构特性由有限元分析给出,采用非定常薄翼理论建模,结果显示,仅靠弯度变形模态可以和尾流发生耦合诱发颤振,称其为“弯度颤振(Camber flutter)”,弯度变形改变了经典刚性系统的稳定性边界,存在气动弹性不稳定现象;K. T. Magar等^[7]将弯度变形用于二维翼段的颤振抑制和阵风减缓,采用准定常薄翼理论和线性二次型调节器(Linear Quadratic Regulator,简称LQR)控制律方法,使得翼段的沉浮、俯仰振动都得到了抑制,但未考虑弯度变形的结构动力特性;Ouyang Y等^[8]采用多项式描述带有柔性变弯度后缘的NACA0012翼型,忽略变弯度后缘与刚性偏转后缘的结构动力学差异,采用计算流体力学方法建立气动力降阶模型(Reduced Order Model,简称ROM),进而建立气动弹性模型,利用线性高斯二次型(Linear Quadratic Gaussian,简称LQG)法设计反馈控制律,研究了变弯度

后缘与常规舵面二维翼段的颤振主动抑制,相比于常规偏转舵面,采用变弯度后缘可以产生更大的气动力和力矩,获得更好的颤振主动抑制效果;Zhang J等^[9]分别采用准定常和非定常气动力理论建立气动力模型,利用LQR方法设计反馈控制律,进行了参数影响的研究,结果显示,变弯度变形段的长度与刚度会影响系统的颤振特性。

在三维机翼方面,M. Arena等^[10]进行了全尺寸自适应后缘机翼的气动伺服弹性研究,建立了安装有自适应后缘(Adaptive Trailing Edge Device,简称ATED)的机翼有限元模型,分析了包括变弯度后缘变形模态在内的结构动力学固有特性,采用偶极子网格法计算气动力。由于ATED具有较高的固有刚度,变弯度后缘变形模态不参与任何耦合形式的颤振。但该文献没有涉及控制律设计和颤振主动抑制方面的研究,也没有同常规舵面机翼气动弹性特性的对比。

综上所述,后缘变弯度机翼的气动弹性建模与稳定性分析日益受到关注,而现有的关于后缘变弯度机翼气动弹性建模的研究主要集中在二维翼段系统,主要涉及弦向连续变弯度的形式,将其扩展到三维机翼时,还要考虑展向连续变弯度的形式,以消除控制面偏转时在展向产生的剪刀口。美国空军研究实验室联合FlexSys公司将一架湾流G-III公务机的主襟翼改造成FlexFoil™自适应柔性后缘,并在2015年进行了多次飞行试验^[11],这种变弯度后缘具备弦向、展向连续变弯度的形式,消除了展向的剪刀口,能够进一步降低气动噪声^[12]。

本文以一个基于拓扑优化后的后缘变弯度机翼为对象,在机翼固有模态分析的基础上,分别构造变弯度后缘变形模态(弦向、展向变弯度综合形式)和常规舵面偏转模态,建立两种控制面形式下的机翼气动弹性状态空间模型;利用线性高斯二次型法设计控制律,配合平衡截断法对控制律进行降阶,然后组成闭环系统,探究两种控制面在颤振主动抑制应用上的差异。

1 模型描述

本文的研究对象是一安装有变弯度后缘装置的小展弦比、双梁式后掠翼^[13],机翼翼根弦长为1 m,翼梢弦长为0.6 m,梢根比为0.6,半翼展为1.5 m,前缘后掠角为20°,机翼面积为1.2 m²。机

翼与机身连接时,前梁铰支,后梁固支,如图1所示。变弯度区域分为两部分,分别位于襟副翼和副翼位置。内侧变形区域的展向站位为15%~60%,外侧变形区域的展向站位为70%~90%。

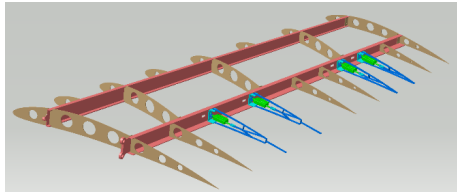


图1 机翼结构的CAD模型
Fig. 1 CAD model of the wing

变弯度后缘装置主要由直线驱动电机和柔顺翼肋组成,如图2所示,其中的柔顺翼肋采用拓扑优化的方式设计^[14]。柔顺翼肋的上翼面根部以固支的形式安装在后梁上,下翼面能够通过直线滑轨沿弦向伸缩,保证气动外形的光滑连续。直线驱动电机与柔顺翼肋的驱动杆铰接,驱动后缘上下弯曲。

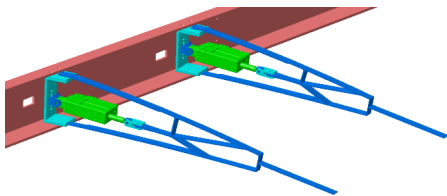


图2 利用直线电机驱动的柔顺翼肋
Fig. 2 Flexible ribs driven by linear motors

采用板壳单元对包括变弯度后缘装置的机翼进行结构有限元建模,如图3所示。用RBE2单元约束柔顺翼肋驱动节点的6个自由度,模拟直线电机锁死状态。

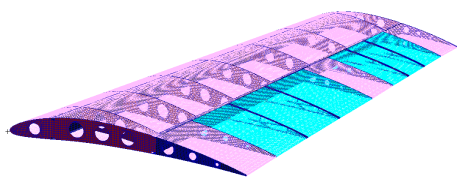


图3 机翼的结构有限元模型
Fig. 3 Finite element model of the wing

对所建立的模型进行动力学特性分析,在机翼后梁固支、前梁铰支约束下,低阶模态依次为机翼一弯、机翼一扭、水平一弯、机翼二弯、机翼二扭,以此作为基模态,用于基于亚声速偶极子格网法的非定常气动力计算。模态插值后的气动面如表1所示。

表1 机翼根部固支低阶模态
Table 1 Low order modes of the structure

阶次	频率/Hz	振型	振型图片
1	2.2	机翼一弯	
2	6.7	机翼一扭	
3	10.3	水平一弯	
4	11.0	机翼二弯	
5	16.8	机翼二扭	

采用经典 $p-k$ 法对机翼进行颤振分析。结果显示,机翼的颤振临界速度为26.8 m/s,颤振频率为4.43 Hz,是一弯一扭模态耦合的弯扭颤振形式,表现为一扭模态的发散。分别采用4阶、5阶弹性模态得到的颤振 $V-g$ 图如图4所示,可以看出:两者阻尼结果没有明显偏差。可见,水平一弯模态对颤振结果影响较小,因而在后续的分析中,为了降低模型阶次,不保留水平一弯模态。

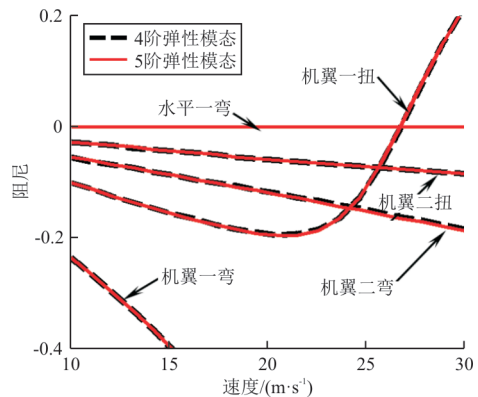


图4 机翼颤振 $V-g$ 图
Fig. 4 $V-g$ diagram

2 分析方法

2.1 控制面模态气动力建模

本文构造假设模态描述后缘的连续变弯度变形与常规舵面的偏转变形,并将该系列假设模态用于非定常气动力的计算。值得注意的是,假设控制面模态仅影响结构弹性模态的气动力影响系数矩阵,并认为控制面自身的动力学特性已经包含在结构广义质量矩阵和刚度矩阵中。这种做法没有考虑变弯度后缘与常规舵面的结构差异,仅探究面元法分析框架下的非定常气动力差异。

动力学方程如式(1)所示。

$$M_e \ddot{q}_e + K_e q_e = \frac{1}{2} \rho V^2 (Q_e q_e + Q_c q_c) \quad (1)$$

式中: q 为广义模态坐标,下标 e 表示与结构弹性模态相关,下标 c 表示与控制面模态相关; M 、 K 、 Q 分别为广义质量矩阵、广义刚度矩阵、广义气动力影响系数矩阵,该式仅在谐振动情况下严格成立。与控制面相关的增广假设模态坐标 q_c 仅出现在方程右侧的气动力项。

针对变弯度后缘,在柔顺翼肋的驱动位置施加单位驱动力,使柔顺翼肋发生单位偏转变形。单位偏转角度用柔顺翼肋端点处的等效偏转角度 β 衡量,如式(2)所示。

$$\beta = \arctan \frac{z_d}{c_f} \quad (2)$$

式中: z_d 为端点处的垂向位移; c_f 为后缘的当地弦长。

三维视角下控制面模态的形状如图5所示,变弯度变形模态插值后的气动面,如图5(a)、图5(c)所示。针对常规舵面,直接构造单位偏转模态,单位偏角同样用式(2)表示,如图5(b)、图5(d)所示。该种构造方法能够保证变弯度后缘的单位偏转角度与常规舵面一致。

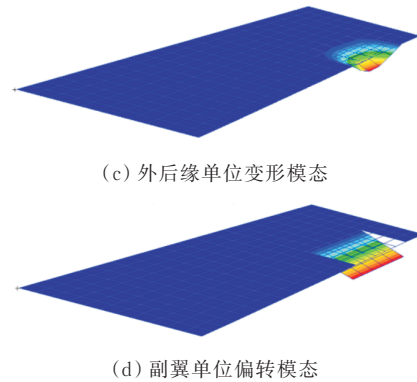
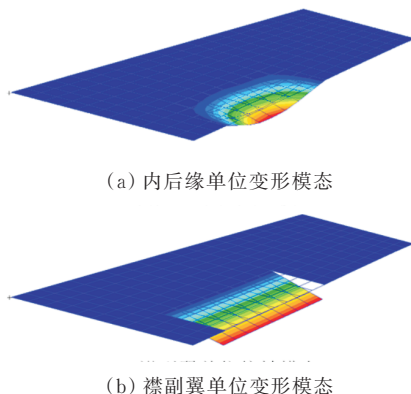


图5 连续变弯度后缘与常规舵面的单位偏转模态对比
Fig. 5 Unit deflection modes of compliant morphing trailing edges and conventional control surfaces

从图5可以看出:变弯度变形区域与常规舵面偏转区域相同,但存在展向过渡段,为保证后缘的展向连续性,变弯度变形区域的有效偏转面积比常规舵面小。

两种控制面的形状侧面图如图6所示。变弯度后缘在弦向光滑变形,而常规舵面在铰链轴处有弯度的突变,两种控制面模态的特征明显。

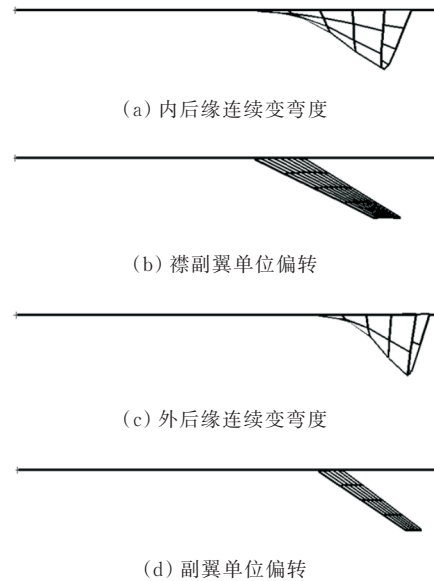


图6 控制面单位偏转模态形状(侧面视图)
Fig. 6 Unit deflection modes of two types of control surfaces, viewing from modes plane

在进行气动力计算时,不考虑空气的压缩性,设置减缩频率的取值范围为0.01~2.00。

2.2 气动伺服弹性系统建模

采用最小状态(MS)法^[15]对频域气动力进行

有理函数拟合,建立时域气动弹性模型。

气动伺服弹性建模需要考虑作动器的动力学特性,常采用三阶传递函数模拟^[16]。常规舵面机翼采用普通伺服电机,模型实测参数如式(3)所示,带宽12 Hz。后缘变弯度机翼采用直线电机,相比于普通伺服电机,带宽较小,在8 Hz左右^[17],参数如式(4)所示。

$$\frac{\delta(s)}{u(s)} = \frac{15 \times 2\pi}{s + 15 \times 2\pi} \cdot \frac{(11 \times 2\pi)^2}{s^2 + 2 \times 0.5 \times 11 \times 2\pi s + (11 \times 2\pi)^2} \quad (3)$$

$$\frac{\delta(s)}{u(s)} = \frac{9 \times 2\pi}{s + 9 \times 2\pi} \cdot \frac{(7.7 \times 2\pi)^2}{s^2 + 2 \times 0.5 \times 7.7 \times 2\pi s + (7.7 \times 2\pi)^2} \quad (4)$$

式中: δ 为舵偏角向量; u 为电机输入。

两种电机的幅频特性如图7所示,单位阶跃响应如图8所示,可以看出:常规电机比直线电机响应更快。

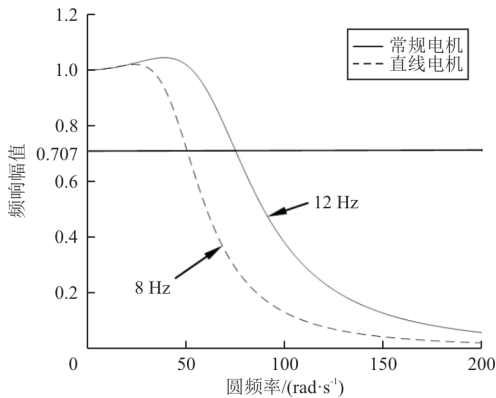


图7 电机的幅频特性

Fig. 7 Amplitude frequency characteristics of motors

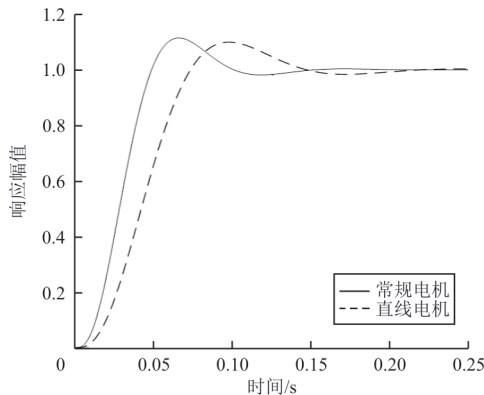


图8 电机的单位阶跃响应

Fig. 8 Unit step response of motors

将电机模型与机翼的气动弹性模型串联,组成广义受控对象。模型总阶次可按式(5)计算,广义受控对象模型的系统矩阵如式(6)所示。

$$N = 2n + r + 3i \quad (5)$$

$$A_o = \begin{bmatrix} A_m & 0 \\ B_{ae} C_m & A_{ae} \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: N 为广义受控对象总阶次; n 为结构弹性模态阶数; r 为最小状态法拟合时的滞后根数; i 为控制面个数;下标 o 表示开环系统,下标 m 表示舵机系统,下标 ae 表示气动弹性系统。各矩阵元素在气动弹性力学教材中均有推导,此处不再展开。

LQG法设计控制律时,需要求解无限时间状态性能指标 J 的最小值。

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (x^T Q x + u^T R u) dt \quad (7)$$

式中: Q 、 R 分别为对状态量 x 、输入量 u 的实对称加权矩阵,且 R 正定, Q 半正定; $x^T Q x$ 为在无限时间内的累积运动误差; $u^T R u$ 为在无限时间内的累积控制量。

加权矩阵 Q 、 R 的选取对设计结果有一定的影响,具体来说, Q 反映了对系统状态响应过程的约束; R 反映了对控制输入能量的约束^[18]。从气动弹性应用的角度,LQG控制律设计的关键在于选择合适的加权矩阵 Q 与 R 使控制舵偏输入满足常规舵偏量级(10° 偏角以内),本文针对两种机翼的 Q 、 R 参考值调试选取相同: $Q = 0.001I$, $R = 25000I$ 。

控制律与广义受控对象组成闭环系统,其系统矩阵如式(8)所示。

$$A_{cl} = \begin{bmatrix} A_o + B_o D_j C_o & B_o C_j \\ B_j C_o & A_j \end{bmatrix} \quad (8)$$

3 数值分析与仿真

首先对两种机翼的广义受控对象开环系统进行颤振精度、频响精度检验,验证采用最小状态法有理函数拟合的有效性;然后分别对后缘变弯度机翼、常规舵面机翼进行颤振主动抑制,用特征值法分析控制效果;最后对闭环系统进行时域仿真,进一步比较两种机翼颤振主动抑制的区别。

3.1 广义受控对象分析

选取机翼一弯、机翼一扭、机翼二弯、机翼二扭四阶弹性模态和两种控制面模态进行建模,以

翼尖前缘点沉浮加速度过载作为输出,两种广义受控对象开环系统均为两输入一输出系统,总阶数 17 阶,系统矩阵如式(6)所示,分析该矩阵在来流速度参数变化时的稳定性即可获得颤振特性。

开环系统根轨迹如图 9 所示(本文根轨迹图中的虚轴(y)坐标数量级与模态频率对应),机翼一扭模态为不稳定模态,颤振临界速度 26.8 m/s,颤振频率分别为 4.43(后缘变弯度机翼)、4.44 Hz(常规舵面机翼),与 p - k 法的计算结果相对误差分别为 0 和 0.1%,广义受控对象状态空间模型的颤振精度良好。

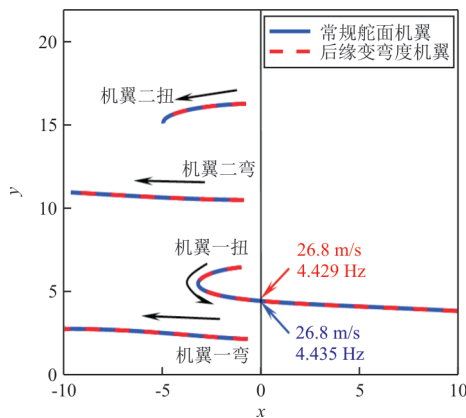
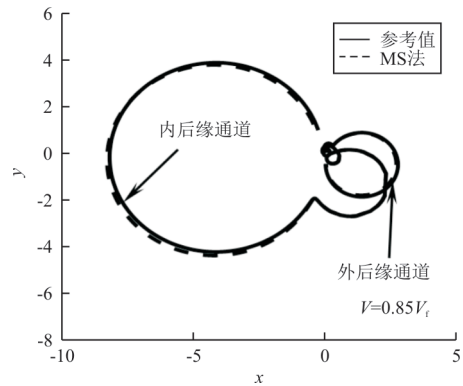


图 9 开环系统根轨迹

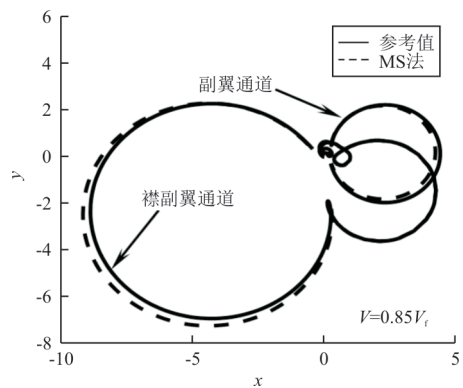
Fig. 9 Root locus of the open-loop system

两种构型颤振特性基本相同是因为采用了相同的结构有限元模型,结构的模态动特性和结构固有模态引起的非定常气动力特性相同,即两构型气动弹性系统矩阵 A_{ae} 相同,该矩阵与构造的控制面模态无关。同时, A_{ae} 主要决定了广义受控对象系统 A_0 的稳定性。存在的差异(颤振频率略有不同)主要是由舵机环节和气动弹性系统的控制矩阵 B_{ae} 引起的,但由于这些矩阵元素大多为 0 并且不处于 A_0 的对角线位置,因此对广义受控对象系统特征值(稳定性)的影响很小。

从时域气动弹性一般方程式(1)出发得到频率响应的计算参考值,再计算两种机翼气动/结构耦合系统状态空间模型的频率响应,频率范围 0~20 Hz,将二者进行对比可以检验有理函数拟合的频响精度,如图 10 所示,可以看出:后缘变弯度机翼频率响应精度良好,与常规舵面机翼的频响特性有明显差异,这种差异反映了两种控制面模态引入的气动力的差异。



(a) 后缘变弯度机翼

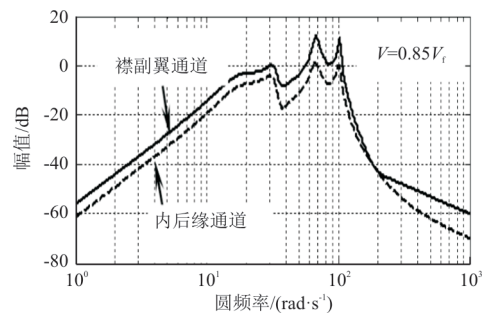


(b) 常规舵面机翼

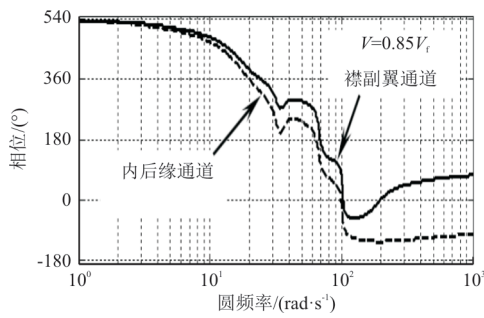
图 10 气动/结构耦合系统频响特性

Fig. 10 Frequency responses of aeroelastic system

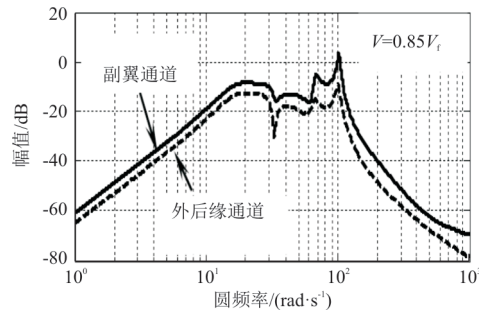
进一步比较两种机翼的频响特性 Bode 图,两种机翼内侧控制面通道频响特性如图 11(a)所示,外侧控制面通道频响特性如图 11(b)所示,可以看出:在感兴趣的频率范围以内,常规舵面机翼两个通道的频响幅值均大于后缘变弯度机翼相应通道的频响幅值,但是两者的相位基本相同。这反映出,在该频率范围内,机翼对变弯度后缘的响应更加柔和,说明变弯度后缘变形模态产生的气动力有利于减弱响应峰值,使振动衰减得更快。



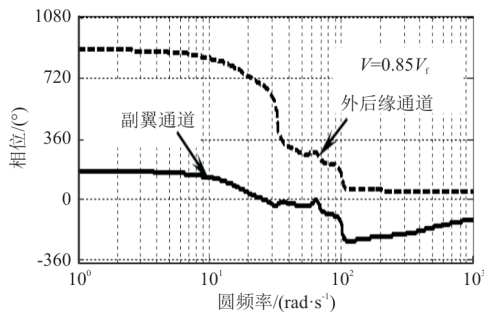
(a1) 幅频特性



(a2) 相频特性
(a) 内侧控制面



(b1) 幅频特性

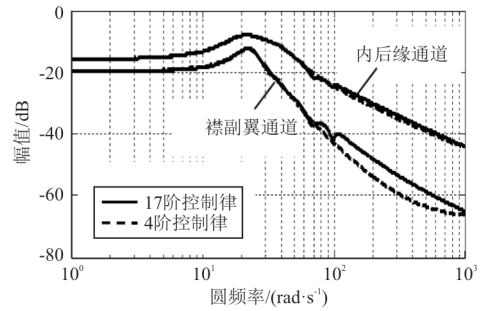


(b2) 相频特性
(b) 外侧控制面

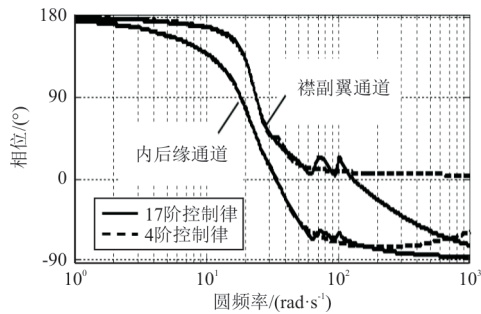
图 11 控制面通道 Bode 图
Fig. 11 Bode diagram of aeroelastic system

3.2 颤振主动抑制分析

两种机翼的广义受控对象均在 26.8 m/s 处于临界状态,取 29 m/s 的过临界状态作为控制律的设计状态,分别设计变弯度后缘的控制律和常规偏转舵面的控制律。满阶控制律与广义受控对象同阶,为 17 阶。采用平衡截断法^[19]将控制律截断为 4 阶,两种控制律的内侧控制面通道频响特性如图 12 所示,可以看出:在颤振主动抑制感兴趣的频率段,平衡截断的 4 阶控制律与满阶控制律符合良好。



(a) 幅频特性



(b) 相频特性

图 12 控制律内侧通道频响特性

Fig. 12 Frequency responses of the AFS control law

将 4 阶控制律与广义受控对象模型组成闭环系统,闭环系统框图如图 13 所示。

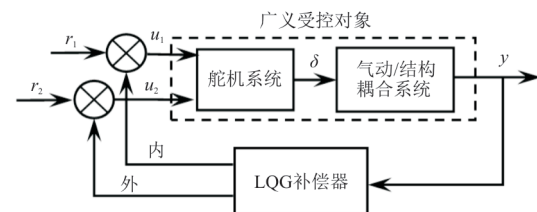


图 13 闭环系统框图

Fig. 13 Block diagram of closed-loop system

对两种机翼的闭环系统进行特征值分析,根轨迹如图 14 所示。

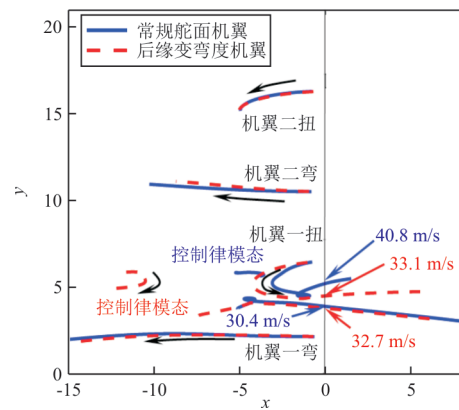


图 14 机翼闭环系统根轨迹

Fig. 14 Root locus of the closed-loop system

从图 14 可以看出:对于后缘变弯度机翼,当接入控制律后,闭环系统增加两支控制律模式,推迟了机翼一扭模态进入右侧复平面,将颤振临界速度提高至 32.7 m/s,增量 22%;对于常规机翼,接入控制律后,同样引入两支控制律模式,改变了原来的耦合趋势,在 30.4 m/s 时,控制律模式首先成为不稳定模态,颤振临界速度增量 13.4%。

3.3 时域仿真对比

在相同结构动力特性的基础上,后缘变弯度机翼的颤振主动抑制临界速度增量比常规舵面机翼更高。采用时域仿真的方法,对比在两种控制面形式下,闭环系统的输出时域响应、控制面的舵偏指令。

选取广义受控对象过临界速度状态 27 m/s,在外侧控制面通道施加方波脉冲扰动,幅值 10° ,施加时刻为 0.2 s,持续时间 0.2 s,观察闭环输出响应。机翼翼尖前缘点沉浮加速度闭环时域响应如图 15 所示。

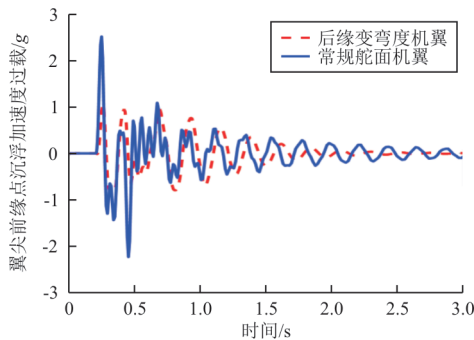
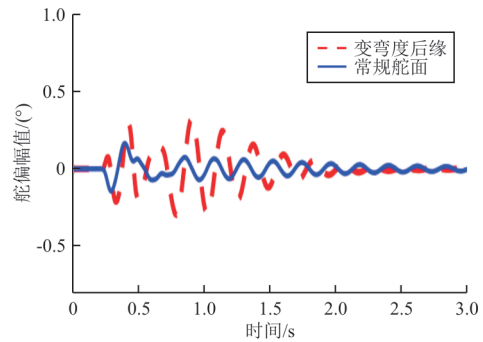


图 15 机翼翼尖前缘点沉浮加速度闭环输出响应 (使用内、外侧控制面, 27 m/s)

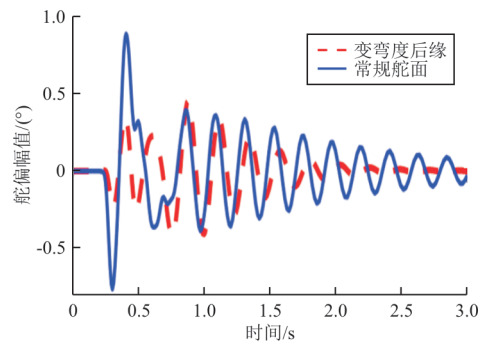
Fig. 15 Closed-loop output response of leading-edge plunge at wing tip in time domain (using internal and external control surfaces, 27 m/s)

从图 15 可以看出:闭环系统稳定,后缘变弯度机翼在受控状态下相比常规舵面机翼输出响应收敛得更快,更容易趋向稳定。

内、外侧控制面的舵偏指令时间历程如图 16 所示,可以看出:在 0.2 s 时刻,系统受到扰动后,控制器开始产生控制指令。相比之下,同一机翼外侧控制面的偏转幅值普遍高于内侧控制面,表明外侧控制面发挥了主要作用;变弯度外后缘的偏转幅值小于副翼,而且衰减得更快;变弯度内后缘的偏转幅值大于襟副翼,但衰减速度却更快。



(a) 内侧控制面



(b) 外侧控制面

图 16 控制面偏转指令(使用内、外侧控制面)

Fig. 16 Control input commands in time domain

断开内侧控制面反馈通道,仅用外侧控制面进行控制,闭环系统输出响应如图 17 所示。

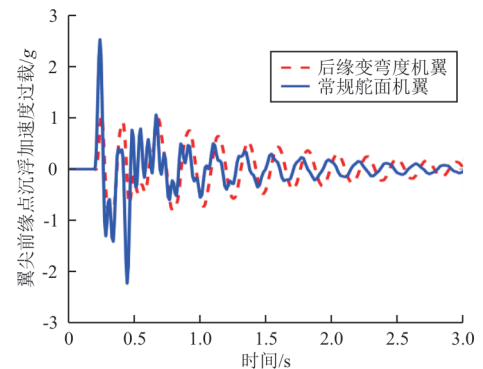


图 17 机翼翼尖前缘点沉浮加速度闭环输出响应 (仅用外侧控制面, 27 m/s)

Fig. 17 Closed-loop output response of leading edge plunge at wing tip in time domain (only using external control surfaces, 27 m/s)

从图 17 可以看出:两种机翼均处于稳定状态。外控制面偏转指令如图 18 所示,可以看出:初始时刻,外后缘偏转幅值比常规副翼小近一倍,之后两者幅值相近。说明变弯度外后缘在控制早期可以用更小的偏转角度实现颤振主动抑制,效率更高。

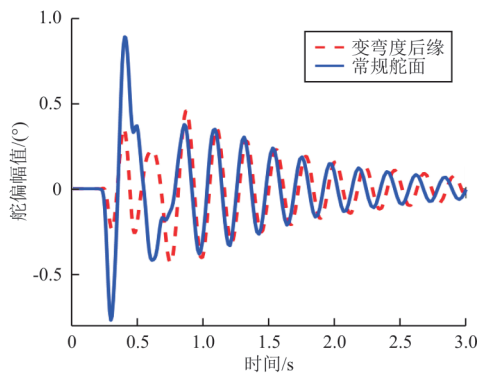


图18 外侧控制面偏转指令(仅用外侧控制面)
Fig. 18 Control input commands in time domain
(using external control surfaces)

断开外侧控制面反馈通道,仅用内侧控制面进行控制,输出响应如图19所示,可以看出:后缘变弯度机翼稳定,但常规机翼失稳。这说明,变弯度内后缘相比常规襟翼,在颤振主动抑制中可以发挥更有效的作用。

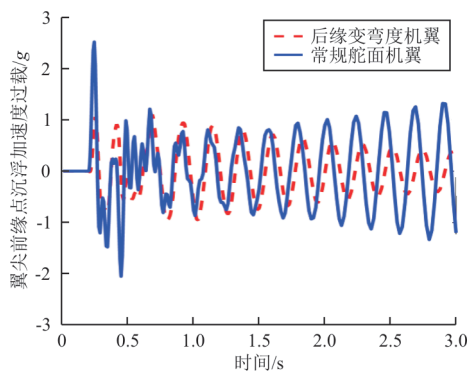


图19 机翼翼尖前缘点沉浮加速度闭环输出响应
(仅用内侧控制面,27 m/s)
Fig. 19 Closed-loop output response of leading edge
plunge at wing tip in time domain (only using
internal control surfaces, 27 m/s)

4 结 论

1) 本文构造的变弯度后缘变形模态和常规舵面偏转模态,能够有效捕捉两种控制面的差异。

2) 变弯度后缘变形模态的引入有利于减弱闭环系统的响应峰值,使振动衰减得更快。

3) 针对典型弯扭耦合颤振,考虑电机带宽差异,同时使用内、外侧控制面,后缘变弯度机翼的颤振临界速度提升22%,常规舵面机翼的颤振临界速度增加13.4%,使用变弯度后缘的控制效果更佳。

4) 单独使用外侧控制面抑制颤振,变弯度外

后缘相比常规副翼,所需偏转峰值更小;单独使用内侧控制面,变弯度内后缘相比常规襟翼对机翼弯扭颤振的抑制更加有效。

参 考 文 献

- [1] AJAJ R M, PARANCHEERIVILAKKATHIL M S, AMOOZGAR M, et al. Recent developments in the aeroelasticity of morphing aircraft [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2021, 120: 100682.
- [2] 王彬文, 杨宇, 钱战森, 等. 机翼变弯度技术研究进展 [J]. 航空学报, 2022, 43(1): 144-163.
WANG Binwen, YANG Yu, QIAN Zhansen, et al. Review of technical development of variable camber wing [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 43(1): 144-163. (in Chinese)
- [3] 白鹏, 陈钱, 徐国武, 等. 智能可变形飞行器关键技术发展现状及展望 [J]. 空气动力学报, 2019, 37(3): 426-443.
BAI Peng, CHEN Qian, XU Guowu, et al. Development status of key technologies and expectation about smart morphing aircraft [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019, 37(3): 426-443. (in Chinese)
- [4] NGUYEN N, TRINH K, REYNOLDS K, et al. Elastically shaped wing optimization and aircraft concept for improved cruise efficiency [C] // 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013: 1-44.
- [5] LIVNE E. Aircraft active flutter suppression: state of the art and technology maturation needs [J]. Journal of Aircraft, 2018, 55(1): 410-452.
- [6] MURUA J, PALACIOS R, PEIRÓ J. Camber effects in the dynamic aeroelasticity of compliant airfoils [J]. Journal of Fluids and Structures, 2010, 26(4): 527-543.
- [7] MAGAR K T, FUCHI K, PANKONIEN A M, et al. Active control of origami inspired camber morphing airfoil for gust load alleviation [C] // ASME 2018 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems. San Antonio: ASME, 2018: 1-9.
- [8] OUYANG Y, GU Y, KOU X, et al. Active flutter suppression of wing with morphing flap [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 110: 106457.
- [9] ZHANG J, SHAW A D, WANG C, et al. Aeroelastic model and analysis of an active camber morphing wing [J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 111: 106534.
- [10] ARENA M, CONCILIO A, PECORA R. Aero-servo-elastic design of a morphing wing trailing edge system for enhanced cruise performance [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 86: 215-235.
- [11] KOTA S, FLICK P, COLLIER F S. Flight testing of FlexFloil™ adaptive compliant trailing edge [C] // 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting. San Diego: AIAA, 2016: 1-8.
- [12] BAUMANN E A, WAGGONER E. Flight and ground op